



①9 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENTAMT

⑫ Offenlegungsschrift
⑩ DE 41 14 804 A 1

⑤1 Int. Cl.⁵: 609 66 30 E
G 05 D 1/08

②1 Aktenzeichen: P 41 14 804 5
②2 Anmeldetag: 7. 5. 91
②3 Offenlegungstag: 12. 11. 92

DE 41 14 804 A 1

⑦1 Anmelder:
Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, 8012
Ottobrunn, DE

⑦2 Erfinder:
Surauer, Michael, Dipl.-Ing., 8224 Chieming, DE;
Bittner, Helmut, Dipl.-Ing., 8000 München, DE

⑤6 Für die Beurteilung der Patentfähigkeit
in Betracht zu ziehende Druckschriften:

DE 33 29 955 A1
US 49 49 922
EP 04 35 708 A2
SU 15 62 888

BEST AVAILABLE COPY

⑤4 Vorrichtung zur Lageregelung von Satelliten mit Solardruckmomenten

DE 41 14 804 A 1

Beschreibung

Die Erfindung bezieht sich auf die Lageregelung und Störmomentenkompensation mit Hilfe von Solardruckmomenten für Satelliten, die mit zwei, im allgemeinen entfaltbaren und unabhängig voneinander um erste Achsen drehbar gelagerten Solargeneratoren ausgestattet sind, deren Flächennormalen in Richtung der Sonneneinfallsebene orientiert werden können. Die missionsbedingte Sollorientierung solcher Satelliten — z. B. zur Erde — wird gestört durch Unsymmetrien in der Bauweise, durch Aufbauten auf dem Satelliten-Zentralkörper, wie Antennenreflektoren, aber auch durch Bautoleranzen, Schwerpunktswanderung während der Mission, Restmagnetismus und dergleichen in Wechselwirkung mit Umgebungsbedingungen, wie Gravitationskräften, Erdmagnetfeld und Solardruck. Bei Satelliten großer geometrischer Ausdehnung, die sich in großer Höhe über der Erdoberfläche befinden, wie beispielsweise Nachrichtensatelliten auf geosynchronen Umlaufbahnen sind vor allem Störkräfte und Störmomente von ausschlaggebender Bedeutung, die vom Strahlungsdruck der Sonne herrühren.

Es wurde bereits auf verschiedene Weise versucht, die so entstehenden Störmomente durch Ausnutzung der sie ursprünglich verursachenden Solardruckkräfte wenigstens teilweise zu kompensieren. So ist z. B. seit langem bekannt, daß durch gegensinnige Verstellung der beiden symmetrisch zum Zentralkörper angeordneten Solargeneratorflächen ein sogenanntes "Windmühlenmoment" erzeugt werden kann, das um eine Achse wirkt, die mit der Schnittlinie der Sonneneinfallsebene mit der Ebene der Satellitenumlaufbahn zusammenfällt. Die Richtung eines so erzeugten Momentenvektors wandert im Erdbahnsystem bei ständiger Sonnenorientierung der Solargeneratoren infolge der Bewegung der Erde um die Sonne um ca. ein Grad pro Tag. Im rotierenden Achsensystem erdorientierter Satelliten, die sich pro Umlauf um die Erde um 360° um eine zur Bahnebene senkrechte Achse drehen, rotiert die Wirkungslinie dieses Windmühlenmoments dementsprechend zusätzlich mit der Umlaufperiode des Satelliten. Durch eine konstante, gegensinnige Verstellung der Solargeneratoren lassen sich auf einfache Weise solche durch Solardruck erzeugte Störeinflüsse kompensieren, deren Entstehung auf Unsymmetrien der Solargeneratoren selbst bezüglich ihrer Drehachse, bzw. auf Abweichungen ihrer Orientierung von der Sollrichtung zurückzuführen sind, wie etwa Nullpunkts- und Positionierungsfehler der Solargeneratorantriebe oder Verwindungen der Generatorflächen. Störmomente, die durch den Solardruck über Schwerpunktsablagen hervorgerufen werden, können mit den oben genannten Verstellmaßnahmen nur dann kompensiert werden, wenn der Schwerpunktsversatz senkrecht zur Umlaufebene, d. h. in Richtung der Solargenerator-Drehachse liegt und auch nur im zeitlichen Mittel über Teile der Umlaufperioden, nicht aber wenn die Schwerpunktsverschiebung in der Umlaufebene liegt, was wegen der Anordnung der Treibstofftanks und ihrer Entleerung über die Missionsdauer normalerweise der Fall ist. Die Kompensation ist schon deshalb und zusätzlich wegen der Überlagerung anderer Störeinflüsse in der Praxis mit Schwierigkeiten und Unsicherheiten verbunden.

Für die Ausnutzung des Solardrucks zur Erzeugung von Stellmomenten für die Satellitenlageregelung und Störmomentenkompensation sind daher Einrichtungen und/oder Maßnahmen erforderlich, die es gestatten Stellmomente zu erzeugen, die um mehrere, vorzugsweise zueinander orthogonale Raumachsen wirken und gleichzeitig und weitgehend unabhängig voneinander einflußbar und einstellbar sind.

So ist z. B. aus der belgischen Patentschrift No. 8 74 523 (= US Patent No. 43 25 124) ein Verfahren zur Regelung des Momentenvektors eines künstlichen Satelliten auf geostationärer Bahn der eingangs genannten Art bekannt, bei dem die Drehbewegung eines der beiden, symmetrisch im Satelliten angeordneten Solargeneratoren für eine bestimmte Zeitspanne angehalten und nach deren Ablauf um den gleichen Betrag über die nominale Sollorientierung hinaus nachgefahren wird, wenn die gemessene Rollablage des Satelliten einen bestimmten, vorgegebenen Schwellwert überschreitet. Dadurch wird erreicht, daß im zeitlichen Mittel, d. h. über eine Periode solcher intervallweise, symmetrisch zur Sonneneinfallrichtung durchgeführter Schwenk- und Haltezyklen einseitig die effektiv dem Solardruck ausgesetzte Solargeneratorfläche verkleinert wird. Als Folge davon entsteht ein mittleres Solardruckmoment um eine in der Umlaufbahnebene liegende Raumachse, die zur Sonneneinfallrichtung und damit auch zur Wirkungslinie des oben beschriebenen Windmühlenmomentes orthogonal ist. Dieses Verfahren wurde an dem ESA-Satelliten OTS 2 nach Beendigung seiner operationellen Missionszeit experimentell erprobt (ESA Bulletin 31, Seite 75–79). Es erfordert zwar keinen zusätzlichen gerätechischen Aufwand gegenüber der Ausstattung herkömmlicher Satelliten, hat aber den Nachteil, daß gleichzeitig und unvermeidbar im Rhythmus der intervallweisen Nachlauf- und Vorlaufbewegung des betreffenden Solargeneratorflügels Windmühlenmomente erzeugt werden, die eine Beeinflussung der Satellitenbewegung um zwei Raumachsen unabhängig voneinander unmöglich macht. Dieser parasitäre Kopplungseffekt ist deshalb ganz erheblich, weil die angestrebte Momentenerzeugung um die Querachse dem Cosinus der Auslenkungsamplitude proportional ist, d. h. sich mit der Amplitude näherungsweise nur von zweiter Ordnung ändert und daher erst bei relativ großen Auslenkungen wirksam wird. Das Windmühlenmoment dagegen ist proportional dem Sinus der Auslenkung und steigt daher in erster Näherung linear an. Darüber hinaus ist die mittlere Flächenverkleinerung des periodisch hin und her bewegten Solargeneratorflügels mit einem entsprechend hohen, unerwünschten Abfall der gewinnbaren elektrischen Leistung verbunden. Die Bereitstellung einer vorgegebenen elektrischen Leistung über die gesamte Missionsdauer von z. B. 10 Jahren und mehr in kommerziellen, geostationären Nachrichtensatelliten erfordert — bezogen auf den Beginn der Missionszeit — ohnehin eine Überdimensionierung der Solarzellenflächen um etwa 30%, da sich der Wirkungsgrad der Solarenergieerzeugung infolge der jahreszeitlichen Schwankung des Sonneneinfallswinkels um $\pm 23,44^\circ$ (Äquatorneigung gegenüber der Ekliptik), Energieausfall bei Durchgang durch den Erdschatten, sowie Alterungseffekten, Verschmutzung der Generatoroberflächen durch kosmischen Staub und dergleichen beeinträchtigt wird. Dem zusätzlichen Leistungsabfall bei Anwendung des oben genannten Verfahrens muß daher durch eine entsprechende Veranlagung der Solargeneratoren von vornherein Rechnung getragen werden, was Gewichtsnachteile mit sich bringt.

Die grundsätzlichen Verhältnisse der näherungsweise linearen bzw. quadratischen Abhängigkeit der so um zwei Raumachsen erzeugbaren Momente ändern sich auch dann nicht, wenn gemäß der europäischen Anmeldung No. 03/72 434 (US 2 82 015) nicht nur ein Solargeneratorflügel sondern beide gleichzeitig, jedoch verschieden weit periodisch gegenüber der nominalen Sonnenorientierung verstellt werden. Zwar läßt sich damit der Einfluß der Verkopplung zwischen den Momenten um die Querachse und die Windmühlenachse etwas verringern, doch muß dies mit einer noch erheblich höheren Einbuße an gewinnbarer elektrischer Leistung erkauft werden, was eine weitere Vergrößerung der Solargeneratoren und entsprechende Gewichts- und Volumennachteile bei vorgegebenem Leistungsbedarf bedingt.

Das Problem der Erzeugung eines vom Windmühlenmoment unabhängig einstellbaren Solardruckmomentes um zwei zueinander orthogonale Achsen kann gemäß der europäischen Anmeldung 01 01 330 gelöst werden durch Anbringen zusätzlicher Sonnensegel, die unter festen Winkeln an den beiden Solargeneratoren angeordnet sind und ausschließlich der Stellmomentenerzeugung dienen. Durch Zusatzflächen, die vorzugsweise an den Spitzen der Solargeneratoren antimetrisch zu ihren Drehachsen unter nahezu rechtem Winkel angebracht werden, wird bei gleichsinniger Verdrehung des Nord- und Südflügels eines der beiden Sonnensegel stärker als das andere der Sonneneinstrahlung ausgesetzt, wodurch ein Moment um eine quer zur Sonneneinstrahlungsrichtung in der Satellitenbahnebene gelegene Achse erzeugt wird, das in erster Näherung dem Drehwinkel und der Segelfläche proportional ist. Gemäß einer zweiten Ausführungsform dieser Erfindung werden am unteren Ende jedes Solargeneratorflügels, d. h. nahe dem Satellitenhauptkörper je zwei, symmetrisch zu den Drehachsen gelegene, vorzugsweise einen Winkel von etwa 45° mit der Solargeneratoroberfläche bildende Sonnensegel angebracht, die bei gleichsinniger Verdrehung der Solargeneratoren aus ihrer Sonnenorientierung ein Moment um eine mit ihren Drehachsen zusammenfallende dritte Raumrichtung bewirken. Die Verwirklichung beider Maßnahmen in ein und demselben Satelliten verbietet sich jedoch, da sonst mit der gleichsinnigen Verdrehung der beiden Solargeneratorflügel immer und ausschließlich auch vorzeichengleiche, also streng miteinander korrelierte Solardruckmomente um beide vorgenannten, zur Richtung der Windmühlenmomente orthogonalen Raumrichtungen erzeugt würden, was eine unabhängige Beeinflussung zum Zwecke der gezielten Satellitenregelung unmöglich macht. Wegen der relativ niedrigen Flächenkräfte des Solardrucks können die zusätzlichen Sonnensegel zwar in relativ leichter, gewichtsparender Bauweise ausgeführt werden, doch sind aus eben diesem Grund und wegen des spitzen Sonneneinfallswinkels zur Erzeugung nennenswerter Regelmomente große Zusatzflächen erforderlich, die letztlich doch einen Gewichtsnachteil bedingen und deren Unterbringung und Entfaltung auch zusätzliche Komplexität und Inbetriebnahmerisiken mit sich bringen.

Mit der deutschen Patentschrift DE 33 29 955 ist ferner eine Lageregelung für Satelliten bekannt geworden, bei der die dem Strahlungsdruck der Sonne ausgesetzten Solargeneratorflächen durch elastische Biege- und Torsionsverformung lageregelungsabhängig verändert werden können. Zu diesem Zweck sind an den dem Satelliten abgewandten Ecken der Solargeneratoren Seile befestigt, die kreuzweise mit motorisch betätigten, gegenüberliegenden Ecken des Satellitenzentralkörpers oder an Drehkreuzen angebrachten Seilwinden verbunden sind. Es ist offensichtlich, daß die Flächengeometrie solcher, aus mehreren Segmenten und Gelenken bestehender, mit Solarzellen belegter, in ihren Steifigkeitseigenschaften notwendigerweise inhomogener Solargeneratoren bei elastischer Biege- und eventuell gleichzeitiger Torsionsverformung quantitativ sehr schwer zu erfassen ist und die Lage des Druckpunktes der angreifenden Kräfte sowie die daraus resultierenden, auf den Satelliten wirkenden Momente hochgradig nichtlinear, stark verkopgelt und für einen gezielten Einsatz entsprechend schwierig zu beherrschen sind.

Das Ziel der vorliegenden Erfindung besteht nun darin mit möglichst geringem zusätzlichem Aufwand verbesserte Einrichtungen zur wirksamen Ausnutzung des Solardrucks für die Lageregelung von Satelliten zu schaffen, die keinen nennenswerten Verlust an elektrischer Leistung infolge jahreszeitlicher Schwankung des Sonneneinfallswinkels oder infolge von Regelmanövern erleiden, gleichzeitig eine wirkungsvolle Erzeugung von Regelmomenten um mindestens zwei Raumachsen unabhängig voneinander gestatten und darüber hinaus auch eine gezielte Beeinflussung der Momentenverhältnisse um eine dritte Raumachse ermöglichen. Dies wird erfindungsgemäß dadurch erreicht, daß die beiden symmetrisch zum Satellitenhauptkörper angeordneten und umdrehungsfähigen, vorzugsweise dazu orthogonal angeordnete, zweite Drehachsen in Abhängigkeit von Steuersignalen innerhalb vorgegebener Winkelbereiche kontinuierlich oder in diskreten Schritten verstelltbar sind. Durch Kombination der Solargeneratorbewegungen um diese beiden Achsenpaare lassen sich — wie noch ausführlicher gezeigt werden wird — auch gezielt Momente um eine zu den beiden erstgenannten orthogonale dritte Raumachse erzeugen.

Bei vielen dreiaachsenstabilisierten Satelliten wird die Entfaltung der Solargeneratoren mittels vorgespannter Federn über Seile und Umlenkrollen bewerkstelligt. Es sind jedoch auch schon Mechanismen bekannt geworden, bei denen die Entfaltung mit Hilfe motorischer Antriebe vorgenommen wird, die im untersten, dem Satellitenhauptkörper nächstgelegenen Gelenk jedes Solargeneratorflügels angeordnet sind. Solche bereits flugerprobten Entfalt-Antriebe der letztgenannten Art, bestehend aus redundanten Motor/Getriebe-Einheiten, die aus jeweils einem der ebenfalls redundanten Stromversorgungssysteme gespeist werden sind z. B. — unter anderem — in den Satelliten der EUTELSAT-II-Serie eingebaut. Vor allem Mechanismen der letztgenannten Art lassen sich ohne größeren Zusatzaufwand zur Realisierung einer signalgesteuerten Solargeneratorverstellung um die erwähnten zweiten Achsen gemäß der vorliegenden Erfindung ausbauen, z. B. durch Anbringen einer Positionsrückmeldung und Weglassen der Arretierung in der Endposition.

Zum besseren Verständnis sollen die wesentlichen Merkmale der Erfindung nachfolgend anhand der Fig. 1–5 näher erläutert und die Einsatzmöglichkeiten für die Zwecke der Satellitenlageregelung bzw. Störmomentenkompensation mit Hilfe der physikalischen Gesetzmäßigkeiten bei Winkelbewegungen der Solargeneratorflächen um zwei Achsen gegenüber der Sonneneinstrahlungsrichtung diskutiert werden. Es zeigen im Einzelnen:

Fig. 1 einen Satelliten konventioneller Art auf einer geostationären Umlaufbahn,

Fig. 2 eine vereinfachte Darstellung eines konventionellen Satelliten zur Definition von Koordinatensystemen,

Fig. 3 einen Satelliten gemäß der Erfindung mit Solargeneratoren die um jeweils zwei zueinander orthogonale Achsen verstellbar sind,

Fig. 4 ein Vektordiagramm zur Ermittlung der durch Solardruck über Schwerpunktsablagen hervorgerufenen Störmomente,

Fig. 5 ein Blockschaltbild eines Lageregelungssystems unter Verwendung der erfindungsgemäßen Vorrichtung.

Fig. 1 zeigt, stark vereinfacht, die typische geometrische Konfiguration dreiaachsenstabilisierter Satelliten auf einer äquatorialen Umlaufbahn um die Erde (102). Das Raumfahrzeug (101) besteht aus einem würfelförmigen Zentralkörper (103) in dem großflächige, im allgemeinen entfaltbare Solargeneratoren (104), (105) um eine erste, zur Umlaufebene orthogonale Achsen (109, 110) drehbar gelagert sind und der eine oder mehrere auf die Erde ausgerichtete Antennen (105a) und Speisesysteme (105b) trägt, deren Strahlungsrichtung mit Hilfe des Regelungssystems des Fahrzeuges innerhalb vorgegebener, enger Grenzen gehalten werden soll. Dem Raumfahrzeug (101) ist ein Achsensystem X_F (Rollachse), Y_F (Nickachse), Z_F (Gierachse) so zugeordnet, daß bei idealer Funktion des Regelungssystems die Rollachse in die augenblickliche Flugrichtung, die Gierachse auf den Erdmittelpunkt und die Nickachse in Richtung der Bahnnormalen zeigt. Zur Erzeugung von äußeren und/oder inneren Regelmomenten um diese Achsen werden üblicherweise, je nach Ausführungsform und operationeller Betriebsphase verschiedenartige Stellglieder wie Reaktionsdüsen (107, 108) bzw. in Fig. 1 nicht eigens gezeigte magnetische Momentengeber oder Drallspeichereinrichtungen wie Drallräder und Reaktionsräder eingesetzt.

Mit der schematischen Darstellung eines Satelliten nach Fig. 2 wird ein zusätzliches Koordinatensystems mit den Achsen X_0, Y_0, Z_0 definiert, das sich auf die Sollorientierung der Solargeneratoren konventioneller Satelliten in Richtung der Sonneneinfallsebene bezieht, und gegenüber dem fahrzeugfesten (Index "F"), erdorientierten Achsensystem um den Sonnenazimutwinkel "a" in der Bahnebene verdreht ist. Das Vorzeichen des Drehwinkels (a) sei so gewählt, daß das fahrzeugfeste Achsensystem (X_F, Y_F, Z_F) bei positiver Drehung (um die $Y_F = Y_0$ -Achse) in das quasi raumfeste, in Richtung der Sonneneinfallsebene orientierte Achsensystem (X_0, Y_0, Z_0) übergeht.

Fig. 3 zeigt einen Satelliten gemäß der vorliegenden Erfindung, bei dem jeder Solargeneratorflügel zusätzlich zur konventionellen Verstellmöglichkeit um eine erste mit der Fahrzeug- Y_F -Achse zusammenfallende (109, 110), auch noch um eine zu dieser vorzugsweise orthogonal angeordnete zweite Achse (301, 302) mittels motorischer Antriebe verstellbar sein soll. In diesem bevorzugten Ausführungsbeispiel fallen die vorgenannten zweiten Drehachsen zusammen mit den Verbindungsgelenken zwischen den als "Joch" bezeichneten Verbindungsstücken zwischen den konventionellen Solargeneratorantrieben und den mit Solarzellen belegten, im allgemeinen aus mehreren während der Startphase zusammengefalteten "Türen" bestehenden Solargeneratorflügeln. In diesen Gelenken sind bisher auch die Antriebe für die bereits erwähnten, zur Realisierung der vorliegenden Erfindung besonders geeigneten motorisch betätigten Entfalmechanismen untergebracht. Jedem der beiden — bei Satelliten in äquatorialen Umlaufbahnen — nordseitig (Index "N") und südseitig (Index "S") angeordneten Solargeneratoren (Index "P" wie englisch "Panel") ist ein weiteres Koordinatensystem zugeordnet, dessen Achsen mit X_{PN}, Y_{PN}, Z_{PN} bzw. X_{PS}, Y_{PS}, Z_{PS} bezeichnet sind. Vereinbarungsgemäß sollen die X_P -Achsen immer in Richtung der Flächennormalen der aktiven Solargeneratorflächen zeigen und die Z_P -Achsen parallel zu den zweiten Drehachsen liegen. Unter Bezug auf die Fig. 3 bezeichnen ferner:

G — den Satellitenschwerpunkt

α_N/α_S — dem Drehwinkel des nord-/südseitigen Solargenerators (Panels) um die jeweils erste Drehachse (109, 110), wobei $0 \leq \alpha_P \leq 360^\circ$ bei erdorientierten Satelliten

β_N/β_S — den Drehwinkel des Nord-/Südpanels um die jeweils zweite Drehachse, (301, 302) wobei mindestens $|\beta| \geq 23,44^\circ$ bei geostationären Satelliten,

D_N/D_S — den Angriffspunkt der Resultierenden der auf das Nord-/Südpanel wirkenden Solardruckkräfte (Solardruckpunkt),

J_N/J_S — die Schnittpunkte der ersten und zweiten Drehachsen des Nord-/Südpanels,

$G^{D_P N}/G^{D_P S}$ — den Vektor vom Satellitenschwerpunkt zum Solardruckpunkt des Nord-/Südpanels,

$J^{D_P N}/J^{D_P S}$ — den Vektor vom Drehachsenschnittpunkt J_N/J_S zum jeweiligen Solardruckpunkt D_N/D_S ,

$G^{J_P N}/G^{J_P S}$ — den Vektor vom Satellitenschwerpunkt zum jeweiligen Drehachsenschnittpunkt J_N/J_S ,

a, e — Azimut- und Elevationswinkel der Sonne in Fahrzeugachsen (X_F, Y_F, Z_F).

Aus der einschlägigen Fachliteratur (z. B. J. R. Wertz: "Spacecraft Attitude Determination and Control", Seite 570ff.) ist bekannt, daß sich die Summe (Resultierende) der auf eine ebene Fläche mit homogenen Oberflächeneigenschaften der Größe A wirkenden Kräfte durch einen im Flächenmittelpunkt angreifenden Kraftvektor der Form:

$$\vec{F} = -P \cdot A \cdot (1 - c_s) \cdot \vec{s} - 2 \cdot P \cdot A \cdot [c_s \cdot (\vec{n}^T \cdot \vec{s})^2 + 1/3 c_d (\vec{n}^T \cdot \vec{s})] \cdot \vec{n} \quad (1.1)$$

oder vereinfacht:

darstellen läßt, wobei bedeuten:

$$k_1 = -PA(1-c_s) \quad (1.3)$$

$$k_2 = -2PA \cdot (c_s \cdot (\vec{n}^T \cdot \vec{s})^2 + 1/3 c_d \cdot (\vec{n}^T \cdot \vec{s})) \quad (1.4)$$

P — Solardruck ($\approx 4,5 \cdot 10^{-6}$ N/m² in der Umgebung der Erde)

A — Gesamtfläche eines Solargeneratorflügels

c_s, c_d — Reflektionskoeffizienten, abhängig von Oberflächeneigenschaften

\vec{n}, \vec{s} — Einheitsvektoren in Richtung der Flächennormalen (\vec{n}) bzw. der Sonneneinfallrichtung (\vec{s})

$(\vec{n}^T \cdot \vec{s})$ — das Skalarprodukt zwischen den oben genannten Einheitsvektoren

$k_2 = k_2(\vec{n}^T \cdot \vec{s})$ — die funktionale Abhängigkeit der Größe k_2 vom Skalarprodukt ausdrücken soll.

Gemäß einem wesentlichen Merkmal der vorliegenden Erfindung sollen nun im Nominalfall die Flächennormalen der Solargeneratoren zu jedem Zeitpunkt, d. h. in jeder Position des Satelliten auf seiner Umlaufbahn und zu jeder Jahreszeit immer zur Sonne ausgerichtet werden. Dies ist bei Kenntnis der Bahnparameter eines Satelliten auch dann ohne weiteres möglich, wenn die Umlaufbahn nicht kreisförmig und in der Äquatorebene verläuft, d. h. wenn es sich nicht — wie im vorliegenden Beispiel — um geostationäre, sondern beliebige Anwendungssatelliten wie Erdbeobachtungs- und wissenschaftliche Satelliten auf geneigten Bahnen und mit anderen Umlaufzeiten handelt. Natürlich müssen die Bewegungsfreiheitsgrade der Solargeneratoren um die zweiten Drehachsen auf die Missionsanforderungen, d. h. die Art der Umlaufbahn insbesondere ihre Neigung gegenüber der Ekliptik abgestimmt sein.

In diesem Fall ist das oben genannte Skalarprodukt $(\vec{n}^T \cdot \vec{s})$, das ja dem Cosinus des eingeschlossenen Winkels entspricht bei kleinen Bewegungen der Solargeneratoren um ihre Sollorientierung in erster Näherung gleich 1 und die Größe k_2 kann als konstanter, skalarer Faktor behandelt werden.

Durch Beaufschlagung der Stellmotoren für die Bewegung der z. B. nord-(Index "N") und südseitig (Index "S") angeordneten Solargeneratoren um die ersten Achsen (109, 110) mit Signalen der Form:

$$\alpha_N(t) = \alpha_0(t) + \gamma_N(t) \quad (2.1a)$$

$$\alpha_S(t) = \alpha_0(t) + \gamma_S(t) \quad (2.1b)$$

bzw. für die Bewegung um die zweiten Achsen (301, 302) mit Signalen der Form:

$$\beta_N(t) = \beta_0(t) + \epsilon_N(t) \quad (2.2a)$$

$$\beta_S(t) = \beta_0(t) + \epsilon_S(t) \quad (2.2b)$$

wird sichergestellt, daß die Flächennormalen nominal, d. h. im ungestörten Fall nicht nur wie bei konventionellen Satelliten in Richtung der Sonneneinfallsebene (X_0Y_0 -Ebene in Fig. 2) sondern direkt in Sonnenrichtung (Einheitsvektor " \vec{s} ") zeigen. Dieser, mit α_0, β_0 bezeichneten Nominalorientierung sollen erfindungsgemäß zusätzliche, der Erzeugung von Regelmomenten dienende Signale $\gamma_N, \gamma_S, \epsilon_N, \epsilon_S$ überlagert werden. Gemäß Fig. 3 wird die Sollorientierung sichergestellt durch die Bedingung

$$\alpha_0 = a \quad (2.3a)$$

$$\beta_0 = c \quad (2.3b)$$

Wegen der großen, dem Solardruck direkt ausgesetzten Flächen genügen bereits kleine Regelbewegungen (γ, ϵ) der Solargeneratoren um ihre Sollorientierung (α_0, β_0) zur Erzeugung ausreichender Regelmomente, so daß im Anwendungsfall zur Beschreibung der Gesetzmäßigkeiten weitgehend mit Näherungen erster Ordnung gearbeitet werden kann und auch keine merkliche Schwankung der Solarenergieerzeugung damit verbunden ist.

Unter Verwendung der Bezeichnungen nach Fig. 3 der Definitionsgleichungen 2.1 — 2.3 und der Annahme symmetrischer Konfiguration lassen sich die auf den Satelliten wirkenden Momente (T_{0x}, T_{0y}, T_{0z}) in dem zur Sonneneinfallsebene ausgerichteten Achsensystem (X_0, Y_0, Z_0) allgemein wie folgt ausdrücken:

$$T_z = k_1 \cdot D_r (s^2 \beta_0 (s_{YN} c_{\epsilon_N} - s_{YS} c_{\epsilon_S}) + s \beta_0 c \beta_0 (s_{YN} s_{\epsilon_N} - s_{YS} s_{\epsilon_S})) + k_2 \cdot \frac{1}{G} r (s_{YN} - s_{YS}) + \frac{1}{G} r (c \beta_0 (s_{YN} c_{\epsilon_N} - s_{YS} c_{\epsilon_S}) - s \beta_0 (s_{YN} s_{\epsilon_N} - s_{YS} s_{\epsilon_S})) \quad (3.1)$$

$$T_z = k_1 \cdot D_r (s^2 \beta_0 (c_{YN} c_{\epsilon_N} - c_{YS} c_{\epsilon_S}) - s \beta_0 c \beta_0 [s_{\epsilon_N} (1 - c_{YN}) - s_{\epsilon_S} (1 - c_{YS})] + c^2 \beta_0 (c_{\epsilon_N} - c_{\epsilon_S})) + k_2 \cdot \frac{1}{G} r (c_{YN} - c_{YS}) + \frac{1}{G} r [c \beta_0 (c_{YN} c_{\epsilon_N} - c_{YS} c_{\epsilon_S}) - s \beta_0 (c_{YN} s_{\epsilon_N} - c_{YS} s_{\epsilon_S})] \quad (3.2)$$

$$T_y = -k_1 \cdot D_r [s \beta_0 c \beta_0 (s_{YN} c_{\epsilon_N} - s_{YS} c_{\epsilon_S}) + c^2 \beta_0 (s_{YN} s_{\epsilon_N} - s_{YS} s_{\epsilon_S})] = T_v \quad (3.3)$$

In abgekürzter Schreibweise wurden in den Gleichungen 3.1 – 3.3 die trigonometrischen Funktionen sin, cos durch ihre Anfangsbuchstaben "s" bzw. "c" ersetzt. Für die symmetrisch angenommenen Konfigurationen wurden ferner folgende, vereinfachende Bezeichnungen eingeführt:

$$\begin{aligned} |I_{GFs}| &= |I_{GFN}| = I_{Gr} \\ |D_{Jrs}| &= |D_{JrN}| = D_{Jr} \end{aligned} \quad (3.4)$$

Die Darstellung der Momente (T_x , T_y , T_z) im fahrzeugfesten Koordinatensystem (X_F , Y_F , Z_F), das um die zur Bahnebene orthogonale Achse ($Y_F = Y_0$) mit der Umlaufgeschwindigkeit des Satelliten (ω_0) rotiert, gemäß

$$\alpha_0 = \omega_0 \cdot t$$

$$(\omega_0 = 7,27 \cdot 10^{-5} \text{ rad/sec bei geostationären Satelliten})$$

erhält man durch die Transformation:

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix}_F = \begin{bmatrix} c \alpha_0 & 0 & s \alpha_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -s \alpha_0 & 0 & c \alpha_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix}_0 = \begin{bmatrix} T_x c \alpha_0 + T_z s \alpha_0 \\ T_y \\ -T_x s \alpha_0 + T_z c \alpha_0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Mit Hilfe der obigen, für die vorliegende Erfindung ohne Einschränkungen gültigen physikalischen Gesetzmäßigkeiten sollen nun anhand von einigen Spezialfällen die vielfältigen Eingriffsmöglichkeiten (γ , ϵ) zur Erzeugung von Stellmomenten aufgezeigt werden.

Im ersten Spezialfall wird zunächst die Wirkung der bereits wiederholt erwähnten Windmühlenmomente betrachtet, die durch gegensinnige Verstellung der beiden Solargeneratoren um die konventionellen ersten Drehachsen (109, 110) um betragsgleiche Winkel erzeugt werden. Bei zusätzlicher gleichsinniger Verstellung der Solargeneratoren um ebenfalls betragsgleiche Werte um die zweiten Achsen (302) entsprechend den Bedingungen:

$$\gamma_N = -\gamma_S = \gamma_1$$

$$\epsilon_N = \epsilon_S = \epsilon \quad (5.1a)$$

ergeben sich aus den vorgenannten Gleichungen folgende Relationen:

$$\begin{aligned} T_x &= 2 s \gamma_1 \cdot \frac{1}{G} r [k_2 + k_1 s \beta_0 s (\beta_0 + \epsilon)] + k_2 \cdot \frac{1}{G} r c (\beta_0 + \epsilon) \\ T_z &= 0 \\ T_y &= -2 s \gamma_1 \cdot k_1 \cdot \frac{1}{G} r \cdot c \beta_0 s (\beta_0 + \epsilon) \end{aligned} \quad (5.1b)$$

Das Windmühlenmoment wirkt demnach im vorliegenden Fall um zwei Achsen (X_0 , Y_0) gleichzeitig, wobei die Komponente um die zur Bahnebene orthogonale Achse (Y_0) im Unterschied zur klassischen Konfiguration wegen der anderen Orientierung der Flächen-Normalen vom Elevationswinkel der Sonne abhängt. Größe und Vorzeichen des letztgenannten Anteils können jedoch durch Steuerung der Solargeneratorbewegung um die zweiten Achsen (Gleichungen 2.2) zusätzlich, allerdings nur zu Lasten der gewinnbaren elektrischen Energie beeinflusst werden. Insbesondere

- verschwindet dieser Momentenanteil für $\epsilon = -\beta_0$, was der klassischen Orientierung der Solargeneratoren senkrecht zur Bahnebene entspricht, oder
- das Moment wirkt in umgekehrter Richtung, wenn der Verstellwinkel (ϵ) betragsmäßig größer als der

Elevationswinkel der Sonne ($\beta_0 = e$) und diesem entgegengesetzt gerichtet ist.

Bei anderen Einstellungen der Solargeneratorausrichtung um die zweiten Drehachsen, z. B. durch die Kombination

$$\gamma_N = -\gamma_S = \gamma_1$$

$$\epsilon_N = -\epsilon_S = \epsilon_1 \quad (5.1c)$$

und/oder $|\epsilon_N| \neq |\epsilon_S|$ entstehen Solardruckmomente um alle drei Bezugsachsen (X_0, Y_0, Z_0), deren Größe und Vorzeichen ohne weiteres aus den allgemeinen Gleichungen (3.1 – 3.3) ableitbar, jedoch nicht mehr so einfach überschaubar ist.

Ein zweiter, einfacher Spezialfall ergibt sich für die Kombination von symmetrischen, gleichsinnigen Solargenerator-Stellsignalen um die ersten Achsen (Gleichung 2.1) mit gleich- und gegensinnigen Verstellungen um die zweiten Achsen (Gleichung 2.2). Der erstgenannte Fall mit:

$$\gamma_N = \gamma_S = \gamma$$

$$\epsilon_N = \epsilon_S = \epsilon \quad (5.2a)$$

der ebenso wie der noch speziellere Fall überhaupt keiner Abweichung gegenüber der Sonnenrichtung ($\gamma = \epsilon = 0$) stellt den Trivialfall identisch verschwindender Momente um alle Bezugsachsen (x_0, y_0, z_0) dar, der durch die Gleichungen zwar bestätigt wird aber keine besondere Beachtung verdient. Dagegen ergeben sich für den Fall gegensinniger Verstellungen um die zweiten Solargeneratorachsen (β_N, β_S) entsprechend:

$$\gamma_N = \gamma_S = \gamma$$

$$\epsilon_N = -\epsilon_S = \epsilon_1 \quad (5.2b)$$

die Beziehungen

$$\begin{aligned} T_{0x} &= 2s\gamma s\epsilon_1 [s\beta_0 (k_1^D r c\beta_0 - k_2^J r)] \\ T_{0z} &= -2s\epsilon_1 s\beta_0 [-c\gamma (k_1^D r c\beta_0 - k_2^J r) + k_1^D r c\beta_0] \quad (5.2c) \\ T_{0y} &= -2s\gamma s\epsilon_1 [c^2\beta_0 k_1^D r] \end{aligned}$$

und insbesondere für $\gamma_N = \gamma_S = \gamma = 0$:

$$\begin{aligned} T_{0x} &= T_{0y} = 0 \\ T_{0z} &= -s\epsilon_1 \cdot k_2^J r \cdot s\beta_0 \end{aligned} \quad (5.2d)$$

Dieser Spezialfall ermöglicht somit die Erzeugung unabhängiger Momente (T_z) um diejenige Bezugsachse (Z_0) die über Windmühlenmomente nicht steuerbar ist. Die dafür geltende Beziehung (Gl. 5.2d) zeigt jedoch eine starke Abhängigkeit des Momentenbetrages vom Elevationswinkel der Sonne ($e = \beta_0$). Der diesbezügliche multiplikative Faktor schwankt bei geostationären Satelliten zwischen $-0.4 \leq \sin \beta_0 \leq +0.4$ und ist daher in den Bereichen höchsten Sonnenstandes über und unter der Äquatorebene (Sommer- und Wintersonnenwende) sehr gut verwendbar, nicht jedoch in den Perioden von Tag- und Nachtgleiche ($\beta_0 = 0$). Diese Schwierigkeit kann aber leicht durch Verstellung der beiden Solargeneratoren um die zweiten Drehachsen (301, 302) um ungleiche Winkel ($\gamma_N \neq \epsilon_S$) behoben werden, wie die allgemein gültige Gesetzmäßigkeit (Gl. 3.2, $\gamma_N = \gamma_S = \gamma = 0$) für beliebige Werte von ϵ_N, ϵ_S zeigt:

$$T_{0z} = -(s\epsilon_N - s\epsilon_S) \cdot k_2^J r \cdot s\beta_0 + (c\epsilon_N - c\epsilon_S) (k_1^D r + k_2^J r \cdot c\beta_0) \quad (5.2e)$$

Auch wenn der erste Beitrag zum Solardruckmoment (wegen $\beta_0 = 0$) verschwindet, so lassen sich durch geeignete Kombinationen, wie z. B.:

$$\epsilon_N \neq 0, \epsilon_S = 0$$

$$\epsilon_N = 0, \epsilon_S \neq 0$$

Solardruckmomente beliebigen Vorzeichens erzeugen. Da sich die Größe des Momentes wegen der Cosinus-Abhängigkeit in diesem Fall näherungsweise nur von zweiter Ordnung mit dem Verstellwinkel ändert, sind zwar größere Auslenkungen erforderlich, doch ist dies wegen des günstigen Sonnenstandes für die Energieausbeute

nicht als kritisch anzusehen.

Diese einfachen Spezialfälle verdeutlichen, daß sich die vorliegende Erfindung grundsätzlich zur Erzeugung gezielter Solardruckmomente um drei Raumachsen einzeln oder in Kombinationen einsetzen läßt. Insbesondere sind für konstante Auslenkungen (γ , ϵ) der Solargeneratoren aus ihrer Nominalorientierung (α_0 , β_0) diese Momente ebenfalls konstant im gewählten — abgesehen von der langsamen Wanderung der Sonneneinfallsebene infolge des Erdumlaufs um die Sonne — "quasi" raumfesten Koordinatensystem. Die einfachen Verhältnisse konstanter Störmomente in diesen Koordinaten, zu deren Kompensation auch einmalige Verstellkommandos für die Solargeneratoren ausreichen würden sind wegen der eingangs bereits erwähnten, verschiedenartigen Störeinflüsse allerdings in der Praxis kaum anzutreffen. Dies soll nachfolgend am Beispiel typischer Störmomentenverläufe verdeutlicht werden, wie sie durch den Solardruck über Schwerpunktsablagen infolge von Bauunsymmetrien oder missionsbedingter Schwerpunktswanderung entstehen können.

Zur Veranschaulichung der auftretenden Verhältnisse dient die Fig. 4, wo das Vektordiagramm der geometrischen Größen (I_{Gr} , D_{Gr} , D_{Gr}) für den nordseitig (Index "N") und südseitig (Index "S") angeordneten Solargeneratorflügel gemäß Fig. 3 nochmals dargestellt ist. In diesem Diagramm sind zusätzlich eine Verschiebung des nominalen Schwerpunktes (G) um einen Ablagevektor (M_{Gr}) in eine neue Position (M) sowie die diesen neuen Schwerpunkt mit den Solardruckpunkten (D_N , D_S) verbindenden Vektoren (D_{MN} , D_{MS}) eingezeichnet. Dort greifen die resultierenden Solardruckkräfte (f_{SN} , f_{SS}) an, die bei Nominalausrichtung der Solargeneratoren in erster Näherung den Flächen-Normalen entgegengesetzt gerichtet sind, wenn man vom Einfluß der relativ kleinen Regelbewegungen (γ , ϵ) um die Normalorientierung absieht. Diese Abweichungen liefern zusammen mit den ebenfalls als klein angenommenen Schwerpunktsablagen ($|M_{Gr}|$) nur Größen die von zweiter Ordnung klein sind. Mit diesen Annahmen und Bezeichnungen lassen sich durch Schwerpunktsabweichungen vom Strahlungsdruck der Sonne auf die Solargeneratoren hervorgerufenen Störmomente (M_x , M_y , M_z) im raumfesten Koordinatensystem (X_0 , Y_0 , Z_0) wie folgt ausdrücken:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = 2(k_1 + k_2) \begin{bmatrix} -\rho_x s \alpha_0 s \beta_0 - \rho_z c \alpha_0 s \beta_0 \\ \rho_x s \alpha_0 c \beta_0 + \rho_z c \alpha_0 c \beta_0 \\ \rho_x c \alpha_0 s \beta_0 - \rho_y c \beta_0 - \rho_z s \alpha_0 s \beta_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Diese Gesetzmäßigkeiten zeigen, daß sich die Störmomente abhängig von der Achsenrichtung der Schwerpunktsverschiebung (ρ_x , ρ_y , ρ_z) im Gegensatz zu den Regelmomenten (Gleichungen 3.1 – 3.3 bzw. die diskutierten Spezialfälle) periodisch mit dem Drehwinkel des Satellitenhauptkörpers um seine Bahnnormale (α_0) ändern. Lediglich der im Fall einer Schwerpunktsverschiebung in Richtung der ersten Solargenerator-Drehachsen (ρ_y ; $\rho_x = \rho_z = 0$) genügt eine konstante, gegensinnige Verstellung der Solargeneratorflügel um ihre zweiten Drehachsen um den Winkel

$$\epsilon_N = -\epsilon_S = \epsilon_1 = \arcsin \{ 2 \cdot (1 + k_1/k_2) \cdot (\rho_y/I_{Gr}) \cdot \operatorname{ctg} \beta_0 \} \quad (6.2)$$

Wie sich aus Gleichsetzen der entsprechenden Ausdrücke für das Regelmomente (T_{oz} nach Gleichung 5.2d) mit dem entsprechenden Term des Störmomentes (M_z nach Gleichung 6.1) ergibt. Die Kompensation kann also im vorliegenden Fall auf einfache Weise über eine Solargeneratorverstellung um die zweite Achse erfolgen und nicht wie im klassischen Fall nur im Mittel über Windmühlenmomente, deren Wirkungslinie immer um 90° gegenüber dem Störmoment räumlich versetzt ist.

Als Anhaltspunkt für die Größe der erforderlichen Solargeneratorverstellung ($\epsilon_N = -\epsilon_S = \epsilon_1$) seien die numerischen Werte eines realen Satelliten, EUTELSAT II, zugrunde gelegt. Dafür gelten ungefähr folgende Parameterdaten:

$$\begin{aligned} \rho &= 4,5 \cdot 10^{-5} \text{ N/m}^2 \\ c_s &= 0,2 \\ c_d &= 0,06 \\ A &= 15 \text{ m}^2 \\ I_{Gr} &= 2 \text{ m} \\ D_{Gr} &= 4,5 \text{ m} \end{aligned}$$

und somit ein erforderlicher Verstellwinkel von $\epsilon_1 = 3,7^\circ$ pro cm Schwerpunktsverschiebung (ρ_y).

In analoger Weise lassen sich durch Vergleich der physikalischen Gesetzmäßigkeiten bestimmte Störeinflüsse (z. B. Gleichung 5) mit denen der erzeugbaren Stellmomente gemäß der Erfindung (Gl. 3.1 – 3.3) in allgemeiner Darstellung oder daraus abgeleiteten Spezialfällen (z. B. Gl. 5.1 und 5.2) qualitative und quantitative Aussagen über die Struktur der anzuwendenden Regelgesetze und deren Wirksamkeit bzw. Eingriffsempfindlichkeit gewinnen. So wird etwa aus dem vorliegenden Beispiel sofort ersichtlich, daß Störungen infolge Schwerpunktsverschiebung in Y_0 -Richtung ($\rho_x = \rho_z = 0$), wie eingangs schon erwähnt, bei der klassischen Konfiguration ($\beta_0 = 0$) durch Windmühlenmomente überhaupt nicht beeinflußt und solche, die von Schwerpunktsablagen in X_0 -Richtung herrühren ($\rho_y = \rho_z = 0$) mit Hilfe der erfindungsgemäßen Vorrichtung wegen ihrer günstigen Korrelation in zwei Achsen (X_0 , Y_0) gleichzeitig kompensiert werden können (vgl. Gl. 6 und 5.1b). Solche Überlegungen sind jedoch jedem Fachmann geläufig und brauchen daher nicht noch eingehender ausgeführt werden.

Wegen der ebenfalls bereits erwähnten Vielzahl der Störeinflüsse und ihrer Überlagerung, die letztlich um alle

Fahrzeugachsen konstante Anteile, einfach mit der Umlauffrequenz periodische und höhere Harmonische der Störmomente enthalten, die zudem noch jahreszeitlichen Schwankungen unterworfen sind, ist es in der Praxis jedoch zweckmäßig den Einsatz der durch die Erfindung gebotenen Eingriffsmöglichkeiten unter Berücksichtigung der spezifischen Randbedingungen zu optimieren. Für jedes Raumfahrzeug, insbesondere Kommunikations- und Anwendungssatelliten werden in der Entwicklungsphase unter Berücksichtigung der geometrischen Konfiguration, Bautoleranzen, Oberflächeneigenschaften, ihres Missionsprofils und ihrer Umgebungsbedingungen Störmomentenrechnungen durchgeführt, die generell als Grundlage für die Auslegung eines Regelungssystems dienen. Gemäß einer weiteren Ausgestaltung des Erfindungsgedankens wird daher vorgeschlagen mit Hilfe dem Fachmann bekannter Optimierungsprogramme und elektronischen Rechenanlagen für den jeweiligen Anwendungsfall die günstigste und wirksamste Kombination der verfügbaren Eingriffsmöglichkeiten ($\gamma_N, \gamma_S, \epsilon_N, \epsilon_S$) für die Lageregelung und/oder Störgrößenkompensation unter Verwendung der allgemein gültigen, exakten Gesetzmäßigkeiten (Gl. 3.1–3.3) und Berücksichtigung der entsprechenden Randbedingungen zu ermitteln. Unter Randbedingungen sind in diesem Falle nicht nur die Störmomentenprofile für einzelne oder mehrere Satelliten- bzw. Raumachsen zu verstehen sondern z. B. auch Begrenzungen der Störgrößen, spezifische Eigenschaften des Regelungssystems wie etwa das Vorhandensein von Drallspeichereinrichtungen und anderer Stellglieder sowie der verfügbaren Lageinformation. Die Vorauskenntnis der Störeinflüsse läßt sich ggfs. auch durch Messungen während der präoperationellen Betriebsphase verbessern und zur Nachoptimierung und Parameteranpassung über Bodenkommmandos verwenden. Geeignete Optimierungsprogramme sind z. B. beschrieben in dem Buch "Optimization Theory of Large Systems" von Leon S. Lasdon, McMillan Company etwa Seite 11 Powell's method. In bekannter Weise werden solchen Optimierungsverfahren skalare Kostenfunktionale zu Grunde gelegt, deren Minimum in Abhängigkeit der freien Einstellparameter (γ, ϵ) ermittelt wird.

Obwohl die vorliegende Erfindung unter Verwendung von Meßwerten der Satellitenlage, evtl. Geschwindigkeiten und Zeitfunktionen als Eingangsgrößen für den Regler prinzipiell die direkte Regelung der Satellitenausrichtung bezüglich der missionsbedingten Sollorientierung z. B. zur Erde gestattet, wird die ausschließliche Ausnutzung der Solargeneratorverstellung zur Stellmomentenerzeugung nicht zu einer befriedigenden Lösung der Regelungsaufgabe ausreichen, da u. a.:

- nach Bahnkorrekturmanövern, zu deren Durchführung Reaktionsdüsen mit relativ hohem Schub- und Momentenniveau benötigt werden erhebliche rotatorische Restgeschwindigkeiten um die einzelnen Satellitenachsen auftreten, zu deren Ausregelung mittels der vergleichsweise schwachen Solardruckmomente unzulässig lange Übergangszeiten bis zum Erreichen der Sollausrichtung erforderlich wären und
- beim Durchgang durch den Erdschatten Solardruck-abhängige Momente völlig verschwinden und verbleibende Störeinflüsse und Restgeschwindigkeiten überhaupt nicht mehr ausgeregelt werden könnten.

Anhand der schematischen Darstellung eines Regelungssystems gemäß Fig. 5 sollen einige Anwendungsbeispiele der vorliegenden Erfindung noch etwas eingehender erläutert werden. Das Blockschaltbild zeigt in allgemeiner Form ein typisches Regelungssystem für Satelliten. Die tatsächliche Winkellage der Roll-, Nick- und Gierachse (Φ, Θ , ggfs. Ψ) bezüglich externer Referenzobjekte wie Erde, Sonne, Sterne und eventuell auch die Winkelgeschwindigkeit ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) – je nach Anwendungsfall oder operationeller Betriebsphase – wird durch Meßglieder (501) ermittelt und durch geeignete Kombination der Meßwerte in einer entsprechenden Elektronik wie z. B. einem digitalen Bordrechner eine Lagereferenz (502) erstellt. Unter Anwendung von Filter- und Schätzverfahren (503a, b) wird geeignete Information über den augenblicklichen "Systemzustand" des Satelliten gewonnen, der im vorliegenden Fall durch Lage, Geschwindigkeit und Störmomente gekennzeichnet sein soll. Die Abspaltung der Störmomentenanteile in der Beobachter- (504a) und Reglerdarstellung (504b) von Fig. 5 dient dem Zweck die Störmomentenkompensation über die Stellantriebe (505a) der Solargeneratoren (506a) gemäß den eingeführten Beziehungen (Gl. 2.1 und 2.2a, b) zu veranschaulichen. Parallel dazu gehen Stellkommandos aus dem Regler (504c) auf die klassischen, schnell reagierenden, Stabilität und Lagegenauigkeit sicherstellenden Stellglieder wie z. B. Drallräder, Kardanrahmen, Reaktionsräder, und/oder Reaktionstriebwerke, die je nach anforderungspezifischer Ausstattung des Regelungssystems vorhanden oder auch abhängig von der operationellen Betriebsphase gerade aktiv sind. In Fig. 5 (gestrichelt) ist ferner die Möglichkeit der Anbringung einfacher, zusätzlicher, zwei-achsiger Sonnensensoren (506c) auf den Solargeneratoren angedeutet, die zur automatischen Nachregelung der Solargenerator-Normalen in die kommandierte Richtung eingesetzt werden können und einen Zeitgeber (504a) weitgehend entbehrlich machen. Die Umsetzung der in raumfesten Achsen (X_0, Y_0, Z_0) durch die Solargeneratoren (506a) erzeugten Solardruckmomente in die Fahrzeugkoordinaten (X_F, Y_F, Z_F), in denen üblicherweise die Satellitenorientierung gemessen und die anderweitigen Stellmomente erzeugt werden ist in Fig. 5 ebenfalls schematisch gezeigt.

Wie bekannt arbeiten viele derzeit operationelle Nachrichtensatelliten in der Normalbetriebsphase mit Erd-Infrarotsensoren als Meßgliedern zur Ermittlung der Ablage in Rollen und Nicken (Fig. 1), einem fest eingebauten Drallrad zur Erzeugung von Stellmomenten um die Nickachse, Rollmomente erzeugenden Reaktionsdüsen, die gleichzeitig eine Momentenkomponente um die Gierachse aufweisen, sowie weiteren Reaktionsdüsen zur Entladung im Drallrad akkumulierter Nick-Störmomente. Die Lagegenauigkeit um die zur Erde zeigende Gierachse wird bestimmt durch die Drallsteifigkeit und die Größe des um diese Fahrzeugachse wirkenden Störmomentes. Bei Anwendung der vorliegenden Erfindung läßt sich die bereits erwähnte optimale Regelungsstrategie für die bestmögliche Störmomentenkompensation z. B. sinnvollerweise bestimmen durch die Ermittlung solcher Stellgrößen ($\gamma_N, \gamma_S, \epsilon_N, \epsilon_S$) um die Sollorientierung der Solargeneratoren, die ein Funktional (1) folgender Form zu einem Minimum machen:

$$J = \{g_1 (M_Z - T_Z)^2 + g_2 \int_0^{2\pi} (M_Y - T_Y) d(\omega_0 t)\}$$

wobei:

M_Z, M_Y — die Störmomente um die Fahrzeugachsen (Z_F, Y_F),

T_Z, T_Y — die Solardruckmomente (Gl. 3.2, 3.3),

g_1, g_2 — konstante oder zeitabhängige Gewichtungsfaktoren bedeuten.

Durch die quadratische Abhängigkeit der Kostenfunktion vom Restfehler (Differenz) der Momentenbilanz um die Z_F -Achse werden große Abweichungen strenger als kleine bewertet, während für die $Y_F (= Y_0)$ -Achse wegen der Drallspeicherfähigkeit die Momentenbilanz nur im Mittel über einen Bahnumlauf ausgeglichen sein muß. Im operationellen Betrieb werden dann die so ermittelten wirksamsten Stellgrößen (und -kombinationen) in Abhängigkeit der Störmomente und Ablagen — soweit nicht meßbar über ihre Schätzwerte — angesteuert.

Diese Art von Überlegungen läßt sich auch auf Satelliten mit anderer Ausstattung an Stellgliedern übertragen, je nach dem ob sie Drallspeicherfähigkeit um die jeweiligen Fahrzeugachsen aufweisen oder nicht.

Es erübrigt sich darauf hinzuweisen, daß sich das Anwendungsspektrum der vorliegenden Erfindung nicht auf die der Erläuterung dienenden Beispiele beschränkt sondern gestattet alle gängigen meßtechnischen Maßnahmen und Schätzverfahren zur Gewinnung bestmöglicher Information über die, das Fahrzeug kennzeichnenden Zustandsgrößen und aller regelungstechnischen Möglichkeiten wie adaptive Regler, Re-optimierung an Bord oder über den Boden einzusetzen. Darüber hinaus lassen sich die durch die Erfindung gebotenen Möglichkeiten überall dort anwenden, wo die Voraussetzungen für die Gültigkeit der beschriebenen Zusammenhänge und Gesetzmäßigkeiten gelten. Insbesondere gehorchen aerodynamische Flächenkräfte in dünnen Luftschichten den gleichen Gesetzmäßigkeiten (Gl. 1.1), was z. B. die Anwendung der Erfindung bei Satelliten und anderen Flugobjekten auf niedrigen Erdumlaufbahnen (ca. 150–300 km) bzw. bei geostationären Satelliten auf ihrer Transferbahn in der Umgebung des Perigäumsdurchganges unter Ausnutzung der durch Luftmoleküle statt Solardruck erzeugten Kräfte bzw. Momente ermöglicht.

Patentansprüche

1. Vorrichtung zur Lageregelung und Störmomentenkompensation mit Hilfe von Solardruckmomenten für Satelliten, die sich auf einer Umlaufbahn bewegen und die mit zwei, symmetrisch zum Satelliten-Hauptkörper z. B. nord- und südseitig angeordneten, um jeweils erste Achsen unabhängig voneinander drehbar gelagerten, mit ihren Flächennormalen durch kommandierbare Winkel (α_N, α_S) in Richtung der Sonneneinfallsebene orientierbaren Solargeneratoren ausgestattet sind dadurch gekennzeichnet, daß jeder der Solargeneratoren mittels eines Stellmotors um jeweils eine weitere, zur ersten Drehachse vorzugsweise senkrecht angeordnete zweite Drehachse in Abhängigkeit von Steuersignalen (β_N, β_S) innerhalb vorgegebener Winkelbereiche kontinuierlich oder in diskreten Schritten verstellbar ist.

2. Vorrichtung nach Anspruch 1 dadurch gekennzeichnet, daß die Flächennormalen beider Solargeneratoren an jedem Ort des Satelliten auf seiner Umlaufbahn in eine Sollrichtung (α_0, β_0) ausrichtbar sind die parallel zur Verbindungslinie Satellit—Sonne verläuft.

3. Vorrichtung nach einem oder mehreren der Ansprüche 1 und 2 dadurch gekennzeichnet, daß die Signale zur Verstellung der Solargeneratoren ($\alpha_N, \alpha_S, \beta_N, \beta_S$) um ihre Drehachsen aus Ablagemessungen des Satelliten-Hauptkörpers bezüglich externer Referenzobjekte, wie Erde, Sonne, Sterne und/oder der Solargeneratorflächen von ihrer Sollorientierung (α_0, β_0) und Zeitmessungen gewinnbar sind.

4. Vorrichtung nach einem oder mehreren der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß Solardruckmomente (T_x, T_y) um erste und dritte Raumachsen (X_0, Y_0) erzeugbar sind durch gegensinnige Verstellung ($\gamma_N = -\gamma_S = \gamma_1$) der nord- und südseitig angeordneten Solargeneratoren um ihre ersten Drehachsen und gleichsinnige Verstellung ($\epsilon_N = \epsilon_S = \epsilon$) um ihre zweiten Drehachsen gemäß der Vorschrift

$$T_x = 2s\gamma_1 \{j_r^D [k_2 + k_1 s\beta_0 s(\beta_0 + \epsilon)] + k_2 j_r^C (\beta_0 + \epsilon)\}$$

$$T_y = -2s\gamma_1 \cdot k_1 j_r^D \beta_0 s(\beta_0 + \epsilon)$$

wobei bedeuten:

β_0 — der Sonneneinfallswinkel gegenüber der Umlaufbahn vom Satelliten aus gesehen

k_1, k_2 — den Solardruck, Oberflächeneigenschaften und Geometrie der Solargeneratoren kennzeichnende, in erster Näherung konstante Größen

j_r^D, j_r^C — geometrische Größen des Satelliten.

5. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 1–3, dadurch gekennzeichnet, daß Solardruckmomente (T_z) um dritte Raumachsen (Z_0) erzeugbar sind durch gegensinnige Verstellung ($\epsilon_N = -\epsilon_S = \epsilon_1$) der nord- und südseitig angeordneten Solargeneratoren um ihre zweiten Drehachsen gemäß der Vorschrift

oder Verstellung nur eines der Solargeneratoren (ϵ_N oder ϵ_S) gemäß der Vorschrift

$$T_r = -(s\epsilon_N - s\epsilon_S) \cdot k_2 \cdot \frac{1}{G} \cdot s\beta_0 + (c\epsilon_N - c\epsilon_S) (k_1 \cdot \frac{1}{G} + k_2 \cdot \frac{1}{G} \cdot c\beta_0)$$

wobei bedeuten

β_0 — den Sonneneinfallswinkel gegenüber der Umlaufebene vom Satelliten aus gesehen

k_1, k_2 — den Solardruck, Oberflächeneigenschaften und Geometrie der Solargeneratoren kennzeichnende, näherungsweise konstante Größen

$\frac{1}{G}, \frac{1}{G} \cdot c$ — geometrische Größen des Satelliten.

6. Vorrichtung nach einem oder mehreren der Ansprüche 1 — 5, dadurch gekennzeichnet, daß die Verstellsignale ($\gamma_N, \gamma_S, \epsilon_N, \epsilon_S$) der Solargeneratoren um ihre ersten und zweiten Drehachsen mit Hilfe von Rechnerprogrammen optimierbar sind, die ein Optimierungskriterium zu einem Minimum machen von der Form

$$J = \text{Minimum}_{(\gamma_N, \gamma_S, \epsilon_N, \epsilon_S)} g_2 \int_0^{2\pi} (M_y - T_y) d(\omega_0 t)$$

für Satellitenachsen zu deren Beeinflussung Drallspeichervorrichtung beinhaltende zusätzliche Stellglieder einsetzbar sind und/oder von der Form:

$$J = \text{Minimum}_{\gamma_N, \gamma_S, \epsilon_N, \epsilon_S} g_1 (M_z - T_z)^2$$

für Satellitenachsen zu deren Beeinflussung zusätzliche Stellglieder ohne Drallspeicherfähigkeit verfügbar sind, wobei bedeuten:

M_y, M_z — vorausberechnete, gemessene und/oder über Schätzalgorithmen gewonnene, um jeweilige Fahrzeugachsen (X, Y, Z) wirkende Störmomumentenverläufe

T_y, T_z — über Verstellungen ($\rho_N, \rho_S, \epsilon_N, \epsilon_S$) der Solargeneratoren um ihre Achsen erzeugbare Solardruckmomente

g_1, g_2 — konstante oder zeitabhängige Gewichtungsfaktoren.

Hierzu 5 Seite(n) Zeichnungen

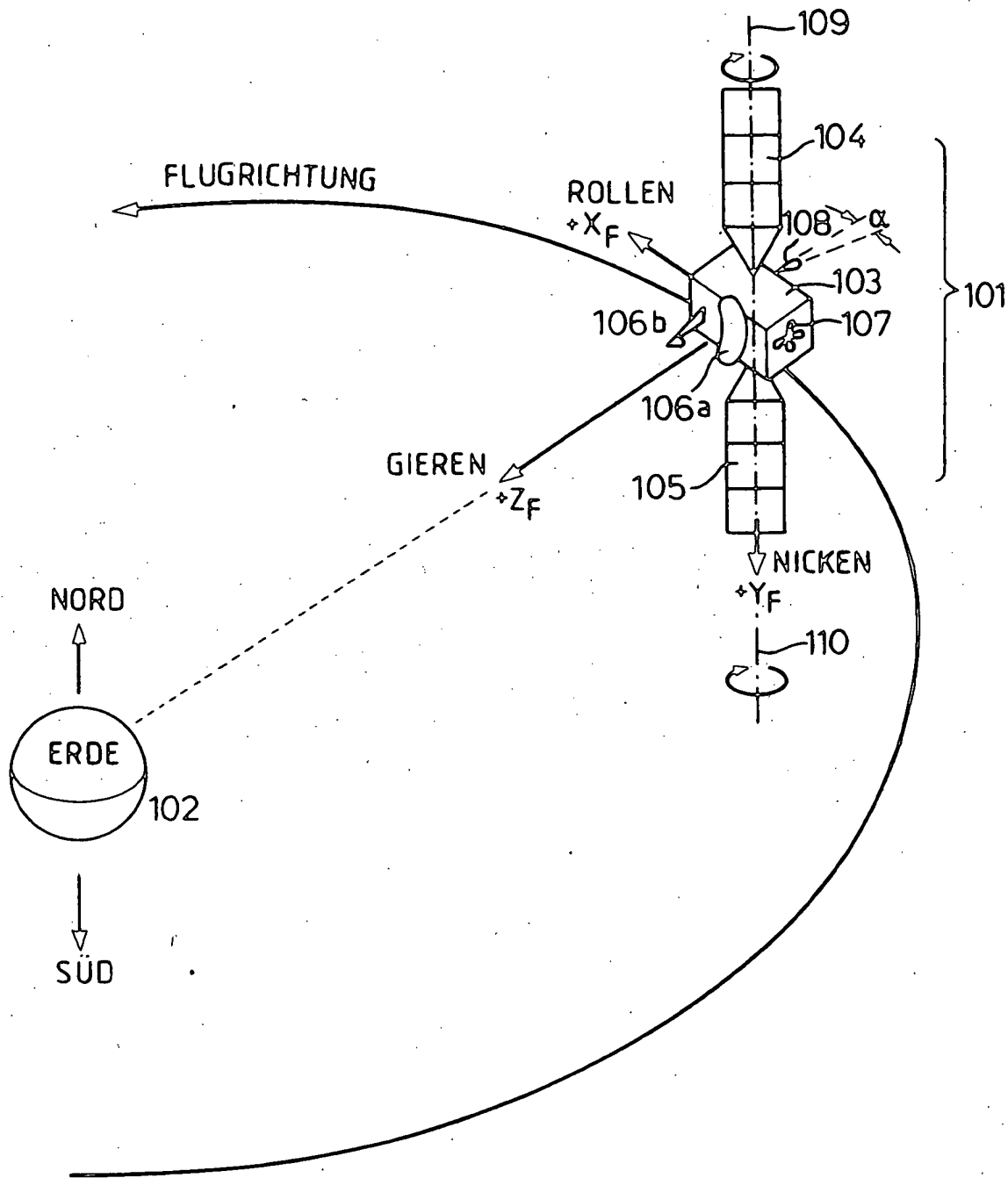
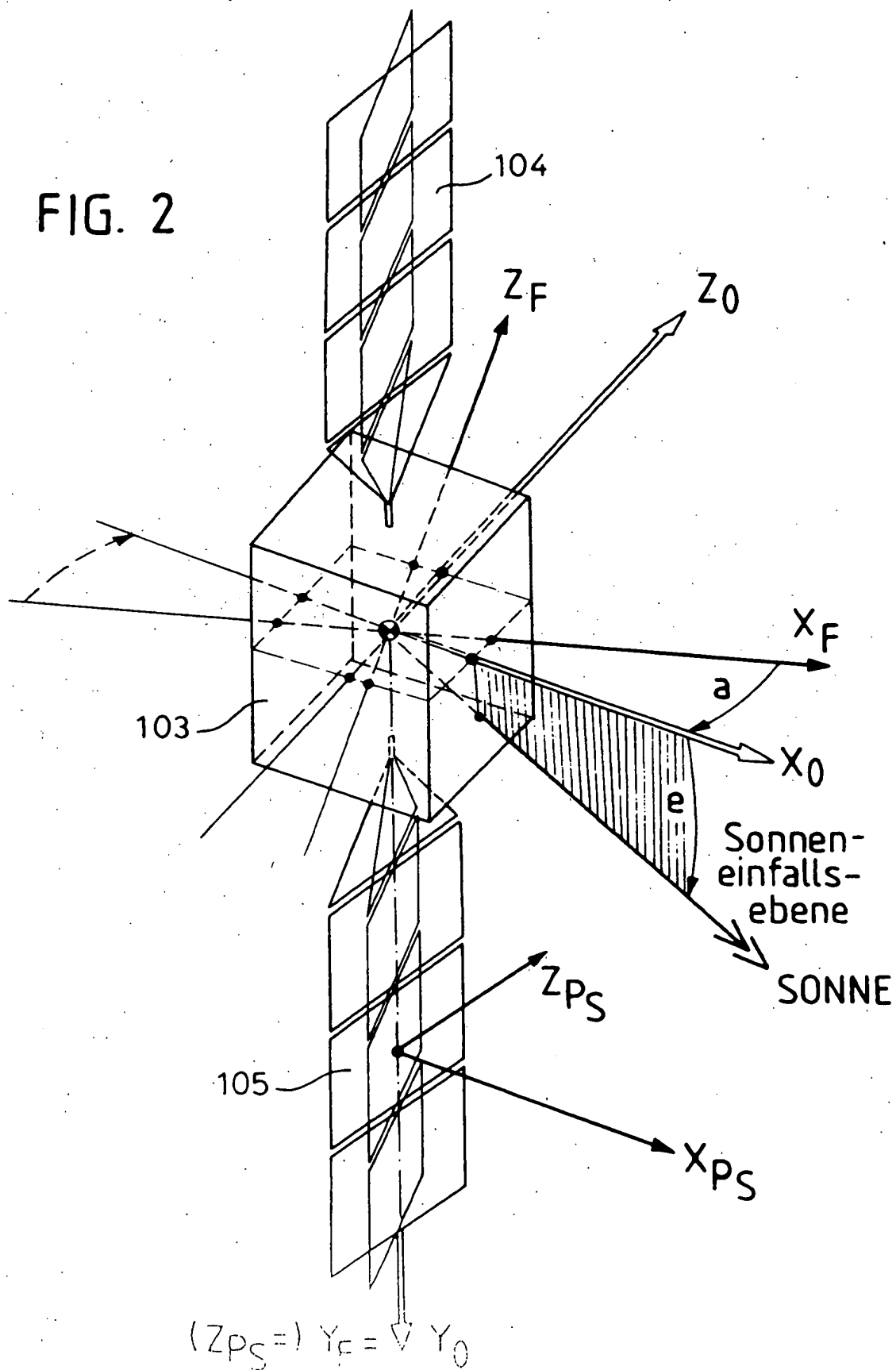
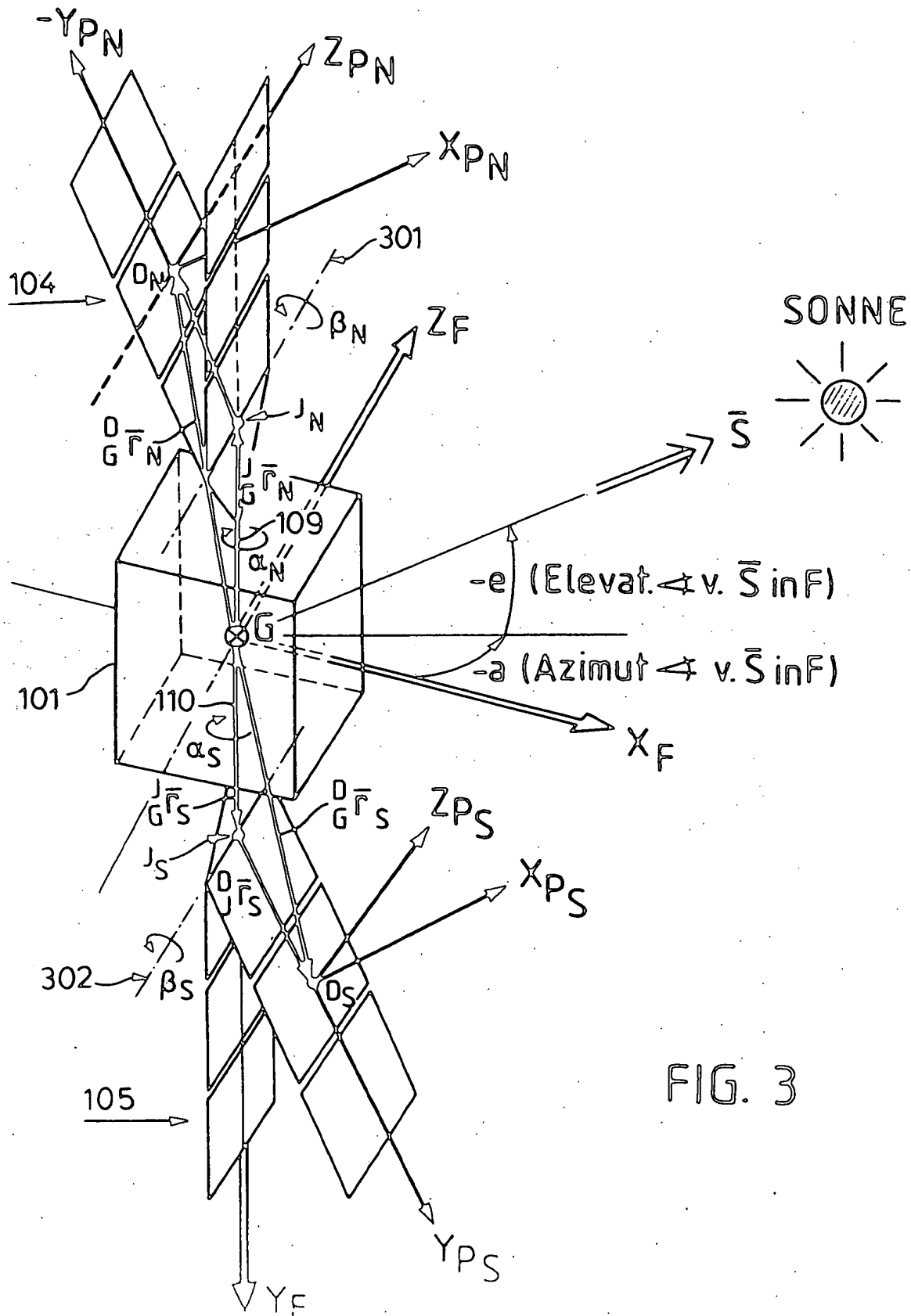


FIG. 1

FIG. 2





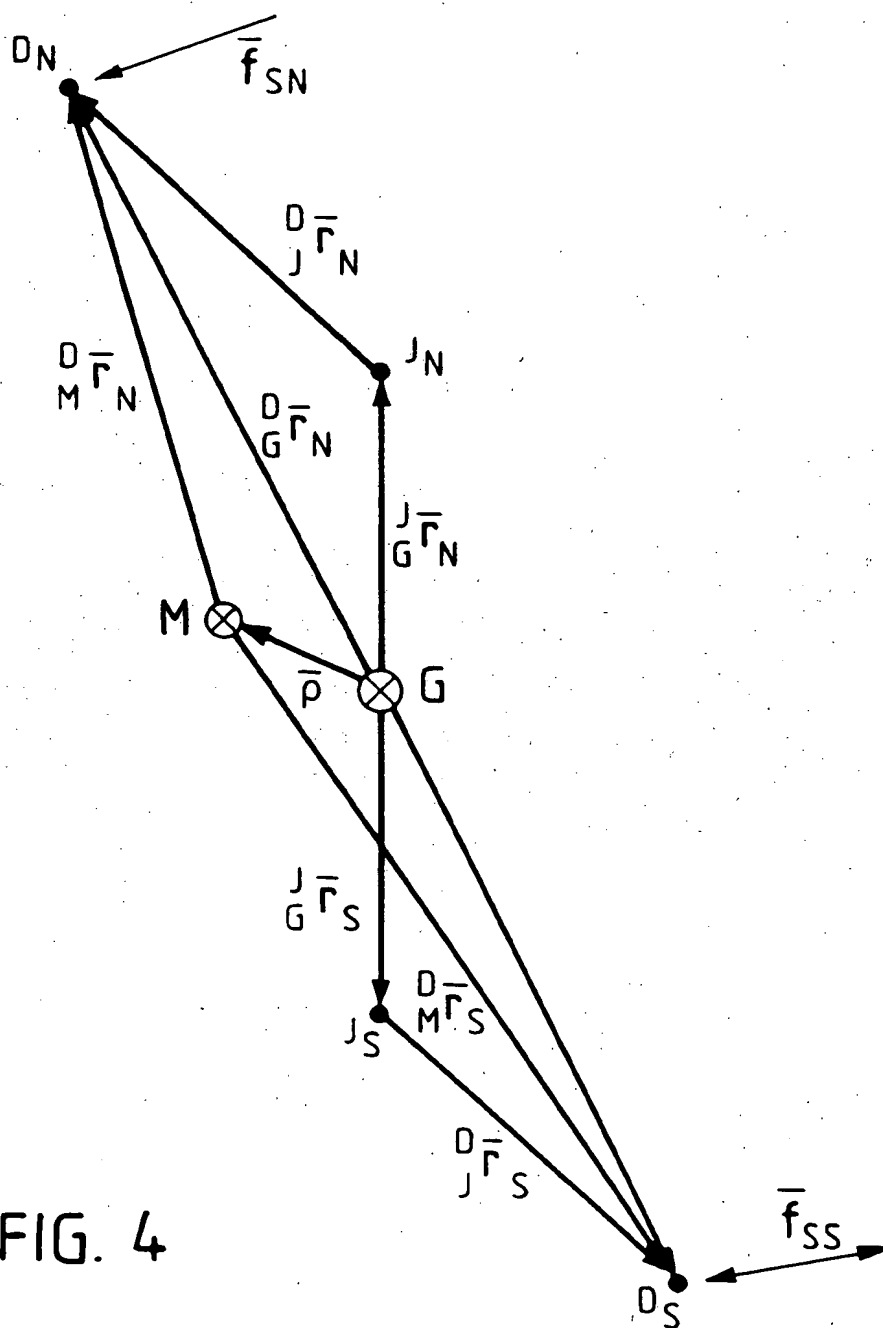
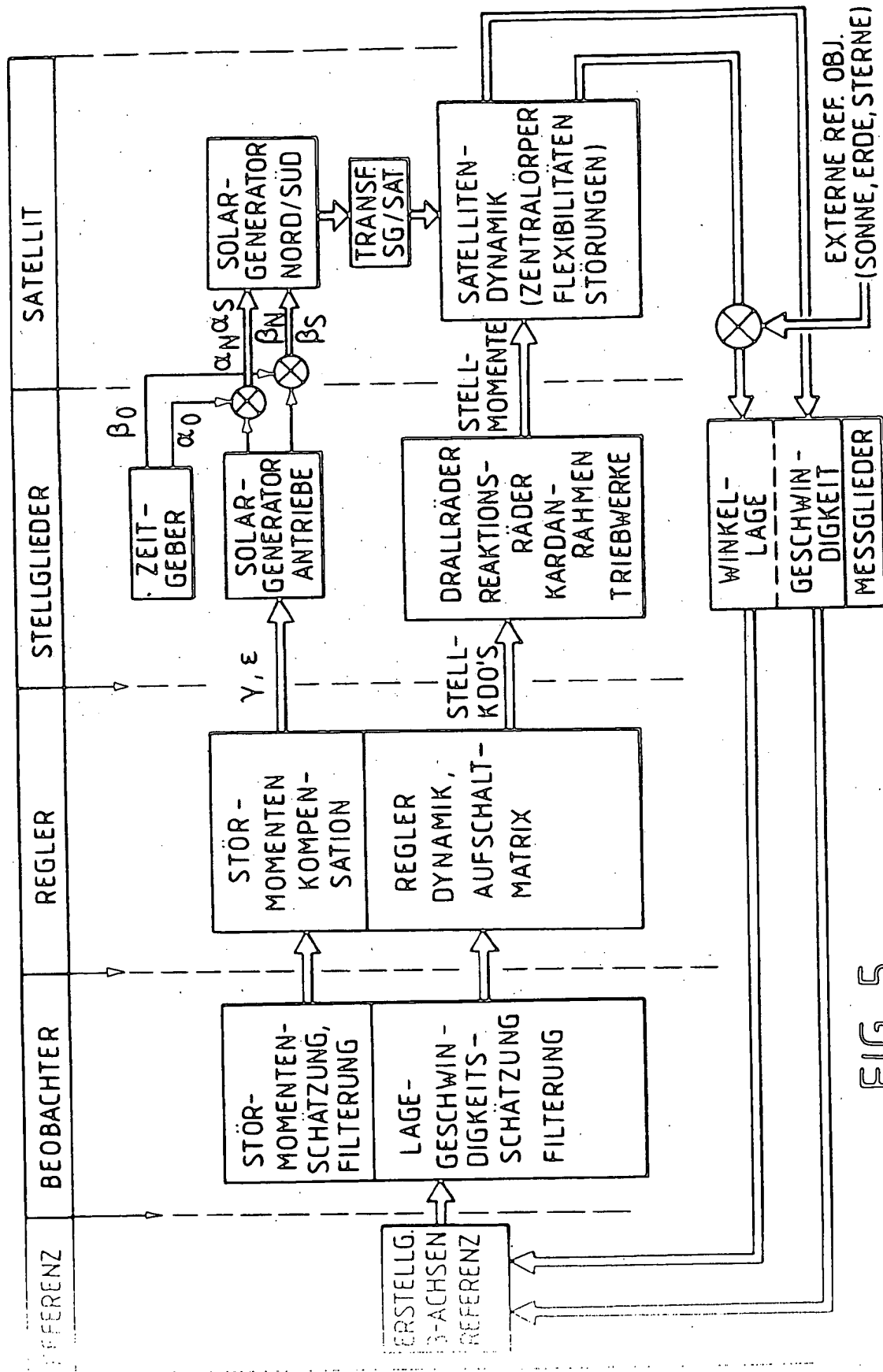
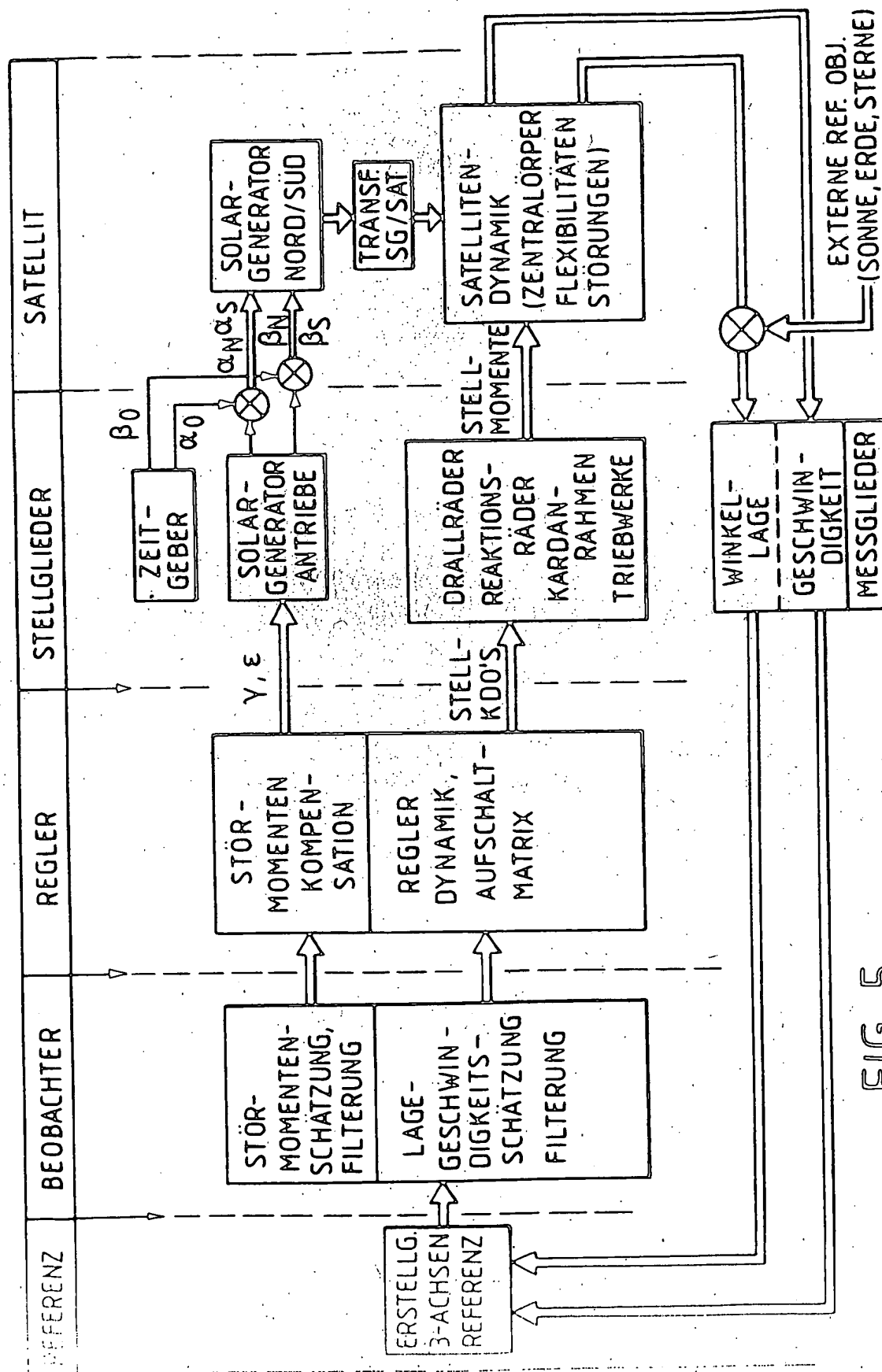


FIG. 4





כח

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

☒ **BLACK BORDERS**

☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**

☒ **FADED TEXT OR DRAWING**

☒ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**

☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**

☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**

☒ **GRAY SCALE DOCUMENTS**

☒ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**

☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**

☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.